

文章编号:1000-6893(2008)03-0554-08

多用途战斗机/涡扇发动机一体化 循环参数优化

陈玉春, 王晓锋, 屠秋野, 张宏, 蔡元虎

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

Integrated Design Optimization of Turbofan Engines Cycle for Multi-role Fighters

Chen Yuchun, Wang Xiaofeng, Tu Qiuye, Zhang Hong, Cai Yuanhu

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要: 针对多用途战斗机的特点, 发展了基于飞/发一体化的涡扇发动机循环参数优化设计模型和相应的计算程序, 优化设计模型中包括双变量控制涡扇发动机特性计算模型、进排气系统安装特性计算模型、飞机气动特性分析模型、重量组成分析模型、任务剖面分析模型、约束分析与任务分析模型和优化计算模型等。重点研究了多用途战斗机约束边界的获得方法, 利用多岛遗传算法和自适应模拟退火优化算法, 分别对现役多用途战斗机、不加力超声速巡航多用途战斗机以及下一代先进多用途战斗机用涡扇发动机循环参数进行了优化计算, 对计算结果进行了分析, 获得了对多用途战斗机用涡扇发动机循环参数选择有指导意义的结论。

关键词: 多用途战斗机; 涡扇发动机; 循环参数; 约束分析; 任务分析; 一体化优化设计

中图分类号: V235.113 **文献标识码:** A

Abstract: For studying the method of cycle parameters design optimization of turbofan engine, an integrated optimization design model of multi-role fighters and turbofan engines is presented, and the computer program based on the model is developed. The model includes a bivariate controlled turbofan engine performance computing model, installed performance computing model, fighter dynamic analysis model, weight composing analysis model, mission profile analysis model, constraint and mission analysis model, and optimization computing model, etc. The study emphasis is to find the way of getting the constraint limitations of multi-role fighters. The multi-island genetic algorithm and adaptive simulated annealing are used to implement the cycle parameters design optimization for multi-role fighters in service, supercruising multi-role fighters without afterburning, and next generation advanced multi-role fighters. Some valuable conclusions for cycle parameters choice of turbofan engine are gained by analyzing the computation results.

Key words: multi-role fighter; turbofan engine; cycle parameter; constraint analysis; mission analysis; integrated design optimization

飞/发一体化优化设计技术在发动机设计中具有重要的意义。在现代战斗机用的涡扇发动机设计中, 有许多型号的设计成功使用了飞/发一体化设计技术, 并取得了很好的效果。文献[1]发展了基于飞/发一体化设计的航空发动机设计基本理论, 文献[2-3]在此理论基础进行了基于飞/发一体化的发动机循环参数优化和飞行性能评估研究, 文献[4-5]研究了高度非线性、多目标、多约束的涡扇发动机循环参数优化问题的求解方法, 文献[6]研究了飞行/推进系统自适应神经网络综

合控制仿真, 文献[7]研究了飞行器多学科综合设计新算法, 这些研究获得了有意义的结论。但是, 涡扇发动机循环参数优化问题会因为研究者面对的发动机的用途不同而大相径庭, 在诸多使用情况不同的涡扇发动机中, 多用途战斗机用的先进涡扇发动机的循环参数选择是最具挑战性的^[8], 因为多用途战斗机在执行不同任务时对推进系统特性的要求是相互矛盾的。

本文在对现役多用途战斗机/涡扇发动机一体化优化设计进行了较为系统的研究后, 建立了基于一体化设计技术的多用途战斗机用涡扇发动机循环参数优化设计模型并开发了相应的计算程序。模型中对现有的一体化设计模型进

收稿日期:2007-06-11; 修订日期:2007-12-10
基金项目:国家“863”计划项目(2006AA705403)
通讯作者:陈玉春 E-mail: chych888@nwpu.edu.cn

行了适当的改进,重点研究了多用途战斗机/涡扇发动机一体化优化问题的约束边界问题,采用多岛遗传算法和自适应模拟退火算法实现了优化计算,针对不同要求的多用途战斗机进行了计算,得到了有意义的结论,这些结论对现役涡扇发动机改进和未来型号的设计具有重要的参考意义。

1 飞/发一体化模型简介

1.1 推进系统特性计算模型

(1) 双变量控制涡扇发动机特性计算模型

现役多用途战斗机用涡扇发动机多数为双变量控制发动机,发动机控制系统可以通过调节主燃烧室供油量和尾喷管喉部面积来实现对高、低压转子转速的控制。本文的涡扇发动机特性计算模型是在文献[9]的计算模型的基础上加以改进而得到的,实现了双变量控制的涡扇发动机特性计算。由于混合排气涡扇发动机循环参数中的涵道比 BPR,涡轮前总温 T_{t4} ,高压压气机压比 π_c 以及风扇压比 π_f 之间存在一定的关系,模型中先在较宽的发动机工作范围内人工计算得到 BPR, T_{t4} , π_c 以及 π_f 在离散点上的关系,通过三元插值方法,能够根据已知的任意 T_{t4} , π_c 以及 π_f , 获得对应的 BPR。在一体化计算中,常常会碰到计算完最大状态后紧接着计算慢车状态的情况,此时,特性计算常常会出现不收敛问题,为解决此问题,采用了发动机独立变量初值的数值拟合的技术:先利用人工逐一工况进行全包线范围内的发动机全工况计算,获得发动机独立变量随油门杆、飞行高度、飞行马赫数的多元函数,以此来预测独立变量的初值,使得飞行包线内任意条件下发动机特性计算收敛。

(2) 进、排气系统安装特性计算模型

进、排气系统安装阻力的计算模型均以文献[1]的方法为基础,为了提高计算精度,在影响任务分析最为严重的一些飞行状态下(巡航航段),结合已知的试验数据,采用 CFD 分析的方法,获得较为精确的进、排气系统阻力系数。CFD 分析方法同时也为一些极限飞行状态(最大平飞马赫数、起飞状态等)提供了更为精确的进、排气系统阻力系数的计算结果。

(3) 发动机尺寸与重量计算模型

发动机尺寸与重量的预测方法采用文献[3]的计算方法,这种方法对现役和不远的未来发展

的涡扇发动机的尺寸与重量的预测是可行的,尤其是在方案设计阶段。发动机重量包含在飞机空重中。模型中只能考虑发动机尺寸对进、排气系统特性的影响,不能够考虑发动机尺寸对飞机的升阻极曲线的影响。

1.2 多用途战斗机特性计算模型

(1) 飞机气动特性计算模型

考虑多种多用途战斗机气动布局,采用工程计算方法来预测飞机的升阻特性。为了能够采用文献[1]的一体化模型,将飞机的气动特性描述为升阻极曲线(阻力系数 C_D 与升力系数 C_L 之间的关系式):

$$C_D = K_1 C_L^2 + K_2 C_L + C_{D0}$$

式中: C_{D0} 为零升力阻力系数; K_1, K_2 为常系数。针对不同设计水平的多用途战斗机,可以根据文献[1]中提供的数据来选择 C_{D0}, K_1 和 K_2 的具体数值,也可以直接采用已知的飞机气动特性。

(2) 飞机重量组成

将飞机起飞总重 W_{TO} 分为有效载荷 W_P , 空重 W_E 和燃油重量 W_F , 而 W_P 则由不可回收的有效载荷 W_{PE} (弹药、导弹和副油箱等) 和永久有效载荷 W_{PP} (机组人员及其装备等) 组成。飞机的空重比 $\Gamma (\Gamma = W_E / W_{TO})$ 根据文献[1]中提供的数据来确定,或者根据已有的研究经验来确定。

(3) 飞机任务剖面

飞机任务剖面中包括起飞、近地爬升、爬升、巡航、下降、亚声速和超声速突防、作战、攻击、最大马赫数平飞、升限、最佳巡航马赫数 (BCM) 和最佳巡航高度 (BCA)、巡逻以及着陆等全部多用途战斗机的典型航段的分析模型。飞机的各种任务剖面均可由这些基本航段组成。

1.3 一体化计算模型

(1) 约束分析模型

约束分析的基本方程为^[1]

$$\frac{T_{sl}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{qS}{\beta W_{TO}} \left[K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right)^2 + K_2 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + C_{D0} + \frac{R}{qS} \right] + \frac{1}{V} \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g} \right) \right\} \quad (1)$$

式中: T_{sl} 为发动机海平面安装推力; α 为发动机安装推力与发动机海平面安装推力之比; β 为飞机重量与飞机起飞总重之比; n 为过载; q 为来流

的动压头; R 为外挂物阻力系数; S 为飞机机翼面积。

将式(1)应用于多用途战斗机的各任务段,得到相应的飞机起飞推重比 T_{SL}/W_{TO} 与翼载 W_{TO}/S 之间的关系式,并根据这些关系式绘制的约束图来获得飞机推重比和翼载的可行域以供选择。

(2) 任务分析模型

飞机起飞总重计算公式为^[1]

$$W_{TO} = W_P / (\prod_{li} - \Gamma) \quad (2)$$

式中: $\prod_{li} = W_1/W_2 \times W_2/W_3 \times \dots \times W_{i-1}/W_i$ 是所有任务段起始和终了的飞机重量比的乘积。将式(2)应用于飞机任务剖面的全过程计算,获得飞机起飞总重,并根据飞机起飞推重比得到发动机设计点安装推力。

根据发动机安装耗油率、发动机安装推力与飞机的推进功之间的关系,可以推出各任务段的飞机重量变化(即燃油消耗量或(和)武器消耗量)的关系。例如巡航或盘旋任务段重量比计算公式为

$$W_f/W_i = \exp[-T_{sfc}(D/W)\Delta t] \quad (3)$$

式中: W_i 和 W_f 为飞机在任务段起始和终了时的重量; T_{sfc} 为发动机安装耗油率; Δt 为飞行时间; D/W 为飞机阻力与飞机重量之比。

(3) 约束评估

在初期的约束分析过程中,对约束分析结果有影响的飞机重量变化参数 β , 发动机推力变化参数 α , 以及飞行条件 (H, Ma) 等, 一般是根据以往经验获得的。在任务分析的过程中, 飞行剖面中大多数状态下的 β, α , 以及 H, Ma 等, 均会与约束分析时的有一定差别, 因此本模型在任务分析过程中增加“约束评估”计算功能: 根据任务分析中的飞行条件、发动机特性计算得到的 α 以及此时任务分析获得的 β , 通过约束分析方程进行反过程计算, 即根据 β, α , 以及 H, Ma , 计算出飞机的机动性, 如爬升率、最大平飞马赫数、最大过载(或最小转弯半径)和最大加速度等, 这样, 任务分析结果会更为精确。

1.4 优化计算模型

(1) 优化算法

研究表明, 由于飞/发一体化优化问题是一个高度非线性、多约束或(和)多目标的优化问题, 在求解此问题时, 为了能够计算收敛并且获得全局

最优解, 一般宜选用“探索法”优化算法^[10], 例如多岛遗传算法和自适应模拟退火算法等。

(2) 优化计算的实现

要将一体化约束分析、任务分析、发动机特性计算和安装推力计算等复杂的程序与优化算法联合编制优化计算程序, 是一项复杂而艰巨的工作。商业软件 iSIGHT 为工程问题优化提供了一个快捷的平台: 只需将要优化的计算程序按照 iSIGHT 的规定加以适应性修改, 并在 iSIGHT 平台下正确集成, 就可以获得复杂的优化计算模型, iSIGHT 还提供了目前采用的多种优化计算方法, 包括本文所用的多岛遗传算法和自适应模拟退火算法。将多用途战斗机/涡扇发动机一体化优化计算的各种计算程序加以适当改进, 在 iSIGHT 中进行集成, 获得如下的多用途战斗机/涡扇发动机一体化优化模型。

目标函数:

$$F_{opt} = \min F(X) \quad X = x_1, x_2, \dots, x_n \quad (4)$$

第1类约束: $X \in E_n$ (自由变量满足的约束条件); 第2类约束: $h_i(X) = 0 (i = 1, \dots, m); g_i(X) \geq 0 (i = m + 1, \dots, p)$ 。其中: $h_i(X)$ 代表等式约束; $g_i(X)$ 代表不等式约束。

对于多用途战斗机/涡扇发动机一体化优化来说, 优化目标 F_{opt} 是飞机起飞总重或推重比; 自由变量 X 即为发动机循环参数; 约束则根据具体的情况而定(详见算例)。

2 算例与分析

2.1 现役多用途战斗机涡扇发动机优化计算

涡扇发动机循环参数包括风扇压比 π_F , 总压比 π_2 (或者高压压气机压比 π_C), 涵道比 BPR, 节流比 THR, 涡轮前总温 T_{t4} 以及加力燃烧室出口总温 T_{t7} 等参数, 由于发动机加力推力和加力耗油率与 T_{t7} 的关系较为简单, 故一般研究发动机循环参数优化时, 并不考虑优化 T_{t7} 。在循环参数选择范围一定的条件下, 发动机循环参数优化结果完全取决于约束条件, 不同的约束条件将得到几乎完全不一样的发动机循环参数方案。对于现役先进多用途战斗机动力来说, 必须紧密结合飞机对动力系统的要求来进行多约束条件的发动机循环参数优化, 而飞机对动力系统的具体要求, 必须通过一体化计算的方法来获得。下面先针对现役某型多用途战斗机(单发方案)来分析具体的

发动机约束。

先进多用途战斗机兼顾了对空作战的中高空性能以及对地攻击的低空性能,因而其性能综合考虑了空中优势战斗机和传统攻击机的特点。可以将现役某型多用途战斗机在对地攻击任务中对

发动机的要求具体化为如表 1 的第 2 类约束条件(约束条件中没有提供航程,但表中给出的代表飞机重量变化的参数 β 值可以明显反映飞机在任务剖面中的重量变化,一般情况下, β 值可以根据战斗机的要求来确定)。

表 1 某型多用途战斗机/涡扇发动机一体化优化设计的第 2 类约束条件

航 段	条 件	数 值	说 明
起飞滑跑 距离 S_{TO}	飞行条件 约束	$H=0\text{ m}, Ma=0\sim 0.26$ $S_{TO}\leq 945\text{ m}$	$\beta=1.000$,此时的约束条件对起飞状态的发动机最大加力推力构成约束
最大爬升率 dh/dt	飞行条件 约束	$H=0\text{ m}, Ma=0.80$ $dh/dt\geq 160\text{ m/s}$	$\beta=1.000$,此时的约束条件对爬升时的发动机最大推力构成约束
作战盘旋 过载 n	飞行条件 约束	$H=100\text{ m}, Ma=0.74$ 最大加力状态: $n=6.5g$ 最大状态: $n\approx 5.26g$	$\beta=0.63016$,最大加力状态为“作战状态”。此时的约束条件对作战时的发动机最大加力推力和最大推力构成约束
最大飞行 马赫数 Ma	飞行条件 约束	$H=8\ 000\sim 11\ 000\text{ m}$ $Ma=1.6$	$\beta=0.59483$,此时的约束条件对最大飞行马赫数的发动机最大加力推力构成约束
使用升限 H	飞行条件 约束	$Ma=1.1\sim 1.6$ $H=16\ 000\text{ m}$	$\beta=0.59483, dh/dt=5\text{ m/s}$,此时的约束条件对使用升限的发动机最大加力推力构成约束,但由于 $Ma=1.6$ 时对发动机的推力要求更大,故只对 $Ma=1.6$ 时的发动机最大加力推力构成约束

同样,考虑现有的发动机改进设计技术水平,循环参数选择范围以及优化计算初始值分别如表 2 所示。以飞机起飞总重为优化目标,在预定的任务剖面上进行优化计算。

表 2 以 W_{TO} 为目标的循环参数的限制值和初始值

Table 2 Constraints and initial values of cycle parameters for minimum W_{TO} optimization

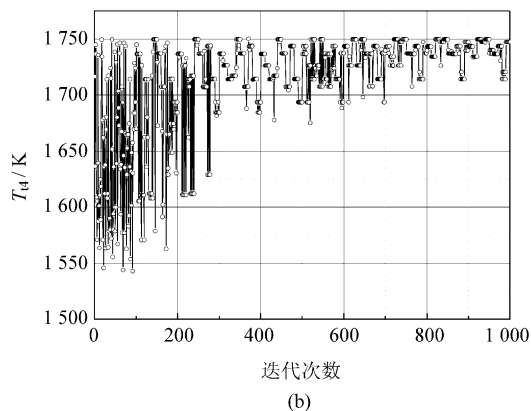
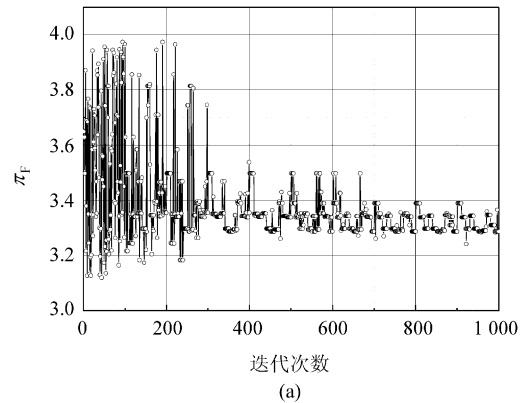
优化参数	π_F	T_{t4}/K	π_C
上限	4.20	1 850	7.5
下限	3.00	1 500	6.0
初始值	3.20	1 550	6.2

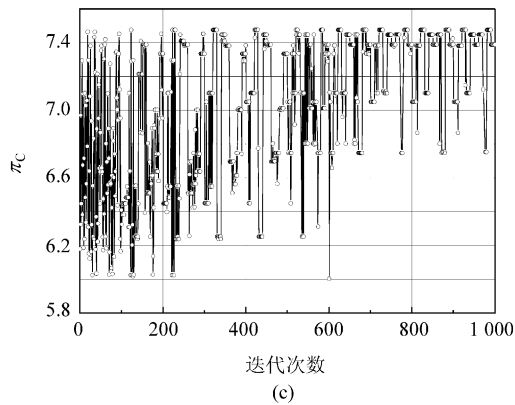
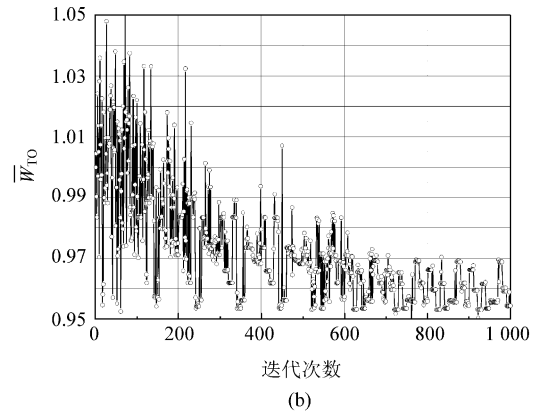
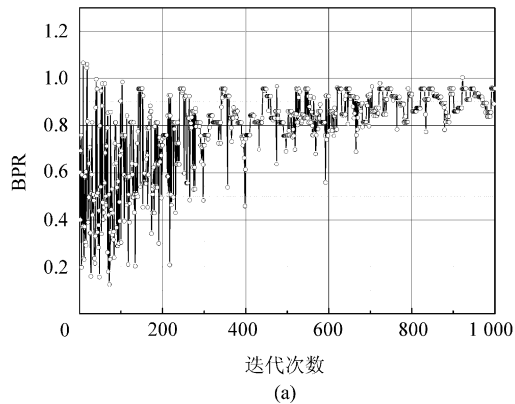
优化计算中假定:(1)各部件效率不变,加力时 T_{t7} 不变;(2)发动机空气流量不变,从而保证发动机与进气道的流量匹配条件不变;(3)发动机采用原有的稳态控制规律;(4)飞机的有效载荷不变;(5)采用的飞机空重比为: $\Gamma = W_E/W_{TO} = 1.698 \times W_{TO}^{-0.13}$ (经验关系式);(6)忽略燃油重量变化对副油箱重量的影响。

将表 1 的第 2 类约束条件以及表 2 的第 1 类约束条件和初始值输入飞/发一体化优化设计程序中,采用多岛遗传算法进行优化计算,部分参数的收敛过程如图 1 和图 2 所示。计算获得的最终结果如表 3 所示。

分析:

(1) 在满足飞机机动性要求的情况下,飞机起飞总重降低 4.7%。



图 1 多岛遗传算法迭代计算过程(π_F, T_{t4}, π_C)Fig. 1 Iteration processes of π_F, T_{t4} and π_C using multi-island genetic algorithm图 2 多岛遗传算法迭代计算过程(BPR 和 W_{TO} (相对值))Fig. 2 Iteration processes of BPR and W_{TO} using multi-island genetic algorithm

(2) 一体化优化计算得到的循环参数结果是:尽可能提高 T_{t4} 和 π_F (相应的 BPR 增加),降低发动机巡航航段的耗油率,降低飞机载油量,从而降低飞机起飞总重。

(3) 从表 3 中的数据不难看出,由于优化计算所得到的结果是发动机的涵道比增加了许多,虽然在地面状态的发动机最大状态推力和加力推力比初始值大了不少,但是,由于发动机的涵道比增加,随着飞行马赫数的增加,发动机推力衰减较快,使得表中所给定的飞行条件下的发动机不加力推力小于初始值(例如当飞行马赫数为 1.60

表 3 最小起飞总重优化计算结果(多岛遗传算法)

Table 3 Optimization results of minimum W_{TO} (using multi-island genetic algorithm)

参数	数值	说明
π_F	3.293 4	初始值为 3.2
T_{t4}/K	1 749.5	初始值为 1 550.0
π_C	7.476 3	初始值为 6.2
T_{SL}/kg	最大状态:5 850 最大加力:9 452	飞行条件: $H=0\text{ m}, Ma=0.00$;最大状态推力大于初始值 5 765 kg 最大加力状态推力满足约束条件 $T_{SL}>9\ 200\text{ kg}$
T_1/kg	最大状态:5 182 最大加力:10 250	飞行条件: $H=100\text{ m}, Ma=0.74$;最大状态推力小于初始值 5 397 kg 最大加力状态推力满足约束条件 $T_1>10\ 238\text{ kg}$
T_2/kg	最大状态:3 144 最大加力:7 444	飞行条件: $H=11\ 000\text{ m}, Ma=1.60$;最大状态推力小于初始值 3 301 kg 最大加力状态推力满足约束条件 $T_2>7\ 342\text{ kg}$
T_3/kg	最大状态:1 434 最大加力:3 394	飞行条件: $H=16\ 000\text{ m}, Ma=1.60$;最大状态推力小于初始值 1 499 kg 最大加力状态推力满足约束条件 $T_3>3\ 335\text{ kg}$
$Tsfc_1/[kg \cdot (kg \cdot h)^{-1}]$	0.880 2	飞行条件: $H=2\ 500\text{ m}, Ma=0.55$;初始值为 0.9240
$Tsfc_2/[kg \cdot (kg \cdot h)^{-1}]$	0.964 8	飞行条件: $H=100\text{ m}, Ma=0.74$;初始值为 1.016 6
$Tsfc_3/[kg \cdot (kg \cdot h)^{-1}]$	0.848 7	飞行条件: $H=11\ 000\text{ m}, Ma=0.80$;初始值为 0.887 9
BPR	0.958 2	初始值为 0.48
W_{TO}	0.953	相对值,初始值为 1.00

时,推力下降超过 4%),只有决定飞机机动性的加力推力比初始值大,并且在高马赫数下比初始值增大得并不多。

(4) 优化计算所得的循环参数虽然使得飞机

巡航段的发动机耗油率降低,最大加力状态推力能够满足飞机机动性需要,但是,飞行状态中的大多数条件下,发动机不加力推力是降低的,这将会给使用发动机最大状态的那些航段(爬升、不加力

盘旋等)的机动性带来损失,这正是多用途战斗机对动力特性在不同任务段下需求的矛盾所在。

(5) 对于基准发动机而言,要实现上述优化结果所得的发动机方案,不仅需要采用工作温度更高的热端部件材料和重新设计高压压气机(T_{t4} 从1 550 K 提高到1 750 K, π_c 从6.2 提高到7.5),而且还会带来不加力推力降低的负面影响,因此,对于现有的发动机设计水平而言,单一从降低耗油率来降低飞机起飞总重的目的出发,优化得到的发动机循环参数已经不具有实际意义,循环参数的优化选择必须考虑其他方面的要求。

2.2 不加力超声速巡航多用途战斗机涡扇发动机优化计算

以某型飞机对地攻击的任务剖面为基础,将出航阶段的亚声速巡航改为不加力超声速巡航,对不加力超声速巡航多用途战斗机进行约束分析,并设定:(1)超声速巡航飞行条件:高度 $H=11\ 000\text{ m}$,马赫数 $Ma=1.60$;(2)其他约束条件与2.1节的相同;(3)超声速巡航飞行时,发动机工

况为最大状态。

约束分析得到的结果是飞机起飞推重比 $T_{SL}/W_{TO}>1.125$ 才能够满足约束条件。对于多用途战斗机而言,这样的起飞推重比太高了,如果设法提高超声速巡航航段的发动机最大状态推力,飞机起飞推重比会降低到可接受的数值。下面以飞机起飞推重比最低为目标进行发动机循环参数一体化优化。循环参数选择范围以及优化计算初始值分别如表4。

表4 以 T_{SL}/W_{TO} 为目标的循环参数的限制值和初值
Table 4 Constraints and initial values of cycle parameters for T_{SL}/W_{TO} optimization

优化参数	π_F	T_{t4}/K	π_c	BPR	THR
上限	5.0	1 950	7.5	0.30	1.10
下限	3.0	1 500	6.0	0.20	1.00
初始值	3.5	1 600	6.2	—	1.05

注:表中循环参数的限制值是根据风扇、压气机和材料技术的发展趋势而确定的。

采用多岛遗传算法进行优化计算的最终结果如表5所示(迭代过程省略)。

表5 最小 T_{SL}/W_{TO} 优化计算结果(多岛遗传算法)

Table 5 Optimization results of minimum T_{SL}/W_{TO} (using multi-island genetic algorithm)

参数	π_F	T_{t4}/K	$T_{t4,max}/\text{K}$	π_c	THR	BPR	$T_{sfc}/(\text{kg} \cdot (\text{kg} \cdot \text{h})^{-1})$	T_{SL}/W_{TO}
初值	3.500 0	1 600.0	1 680.0	6.20	1.050 0	0.450 0	0.744 5	1.000 0
终值	4.688 4	1 815.3	1 943.2*	6.16	1.070 4	0.210 7	0.837 4	0.868 8

*注:最高涡轮前总温出现在超声速巡航时的最大状态。

由表中数据可以看出:

(1) 采用尽可能高的涡轮前总温、较低的涵道比以及较高的风扇压比,能够降低飞机的起飞推重比约13%;

(2) 显然,这一发动机循环参数方案与美国F-22和F-35战斗机的发动机F119和F135比较接近。因此,在强调不加力超声速巡航时,循环参数的选择将会考虑保证发动机不加力推力而牺牲耗油率。

2.3 下一代不加力超声速巡航多用途战斗机涡扇发动机优化计算

由于短距起飞和不加力超声速巡航能力不仅取决于发动机本身,也与飞机气动特性有关,文献[1]给出了未来最先进战斗机的升阻极曲线中系数 K_1 和 C_{D0} (还假设系数 $K_2=0$)。利用这些飞机升阻特性,对不加力超声速巡航多用途战斗机飞机(单发方案)进行约束分析,给定各航段的约束条件如表6所示,并且假定飞机没有外挂物体

(武器内置,外部阻力系数 $R=0$)。

约束分析结果表明,构成下一代先进多用途战斗机约束边界的约束条件为:起飞、不加力超声速巡航以及着陆。根据约束分析图选定设计点为: $T_{SL}/W_{TO}=0.90$, $W_{TO}/S=3\ 480\text{ N/m}^2$,与文献[1]得到的美国下一代先进战术战斗机ATF的设计点选择基本类似,这一方案的飞机在各种航段将具有更高的机动性(例如爬升率、加速度、盘旋过载以及最大飞行马赫数的飞行高度范围等)。

由于下一代飞机升阻特性比现役飞机有很大提高,因而此时的涡扇发动机具有耗油率优化的潜力。取与2.2节中的循环参数选择范围以及优化计算初始值,以不加力超声速巡航的下一代多用途战斗机起飞总重为目标(任务剖面参见文献[1]),采用模拟退火算法计算得到的发动机循环参数的优化结果如表7所示(计算中假定超声速巡航航程与亚声速巡航航程相等)。

表6 下一代多用途战斗机的第2类约束条件

Table 6 The second constraints of next generation multi-role fighter

航段	飞行条件	发动机状态	飞机参数	要求
起飞	$H=0\text{ m}, Ma=0.00$	最大加力	$\beta=1.00$	起飞滑跑距离 $S_{T0} \leq 450\text{ m}$
爬升	$H=0\text{ m}, Ma=0.80$	最大状态	$\beta=1.00$	爬升率 $dh/dt \geq 165\text{ m/s}$
超声速巡航	$H=9\ 144\text{ m}, Ma=1.60$	最大状态	$\beta=0.95$	巡航马赫数 $Ma \geq 1.6$
加速	$H=9\ 144\text{ m}, Ma=0.80$	最大加力	$\beta=0.80$	加速度 $dv/dt \geq 4.8\text{ m/s}^2$
作战	$H=9\ 144\text{ m}, Ma=0.80$	最大加力	$\beta=0.80$	盘旋过载 $n \geq 7.5g$
最大飞行马赫数	$H=11\ 000\text{ m}, Ma=2.0$	最大加力	$\beta=0.75$	马赫数 $Ma \geq 2.0$
亚声速巡航	$H=11\ 000\text{ m}, Ma=0.85$	节流状态	$\beta=0.70$	—
着陆	$H=0\text{ m}, Ma=0.45$	慢车状态	$\beta=0.55$	着陆滑跑距离 $S_{T0} \leq 450\text{ m}$

表7 下一代不加力超声速巡航战斗机最小 W_{T0} 优化计算结果(模拟退火算法)Table 7 Optimization results of minimum W_{T0} of next generation supercruise multi-role fighter without afterburning(using adaptive simulated annealing)

参数	π_F	T_{t4}/K	$T_{t4,max}/K$	π_C	THR	BPR	Tsfc/($\text{kg} \cdot \text{h}^{-1}$)	W_{T0}
初值	3.500	1 600.0	1 680.0	6.20	1.050	0.450 0	0.744 5	1.000 0
终值	4.465	1 822.5	1 950.0*	6.46	1.070	0.300 2	0.815 4	0.968 4

注:最高涡轮前总温出现在超声速巡航时的最大状态。

由表7中的数据可见,即便具有美国先进战斗机用发动机 F119 的技术水平,传统方案设计得到的发动机并不会在耗油率上得到更多的收益,只能够在飞机的机动性能上得到较大的好处。要降低战斗机在一定航程下的起飞总重或者增加在一定起飞总重下的航程,主要的技术途径是提高飞机在超声速飞行条件下的升阻比,在一定的升阻特性条件下,而要实现更大的航程,则需增加飞机起飞总重(增加载油量)以及增加发动机推力。

3 结论

所建立的基于多用途战斗机/涡扇发动机一体化的涡扇发动机循环参数设计模型和相应的计算程序,能够针对多用途战斗机的特点,充分考虑飞机在不同任务中的各个航段对推进系统的性能要求,实现涡扇发动机循环参数的优化选择。对现役多用途战斗机、现役设计水平的超声速巡航多用途战斗机以及下一代超声速巡航多用途战斗机用的双变量控制涡扇发动机的循环参数进行了优化,得到了对涡扇发动机改进或设计具有重要参考意义的结论。

参 考 文 献

- [1] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design[M]. 2nd ed. AIAA Education Series, 2005.
- [2] 汪家芸,张津,朱一银. 飞机/发动机一体化评估系统研究

[J]. 航空学报,1992,13(10):B517-B526.

Wang Jiayun, Zhang Jin, Zhu Yikun. Aircraft/propulsion integrated assessment system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(10): B517-B526. (in Chinese)

- [3] 张津,陈大光,汪家芸,等. 机动飞机/涡扇发动机设计参数的一体化选择[J]. 推进技术,1996,17(6):18-23.
Zhang Jin, Chen Daguang, Wang Jiayun, et al. An integrated selection of design parameters for airplane/engines with high maneuverability [J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(6): 18-23. (in Chinese)
- [4] Torella G, Blasi L. The optimization of gas turbine engine design by genetic algorithms[R]. AIAA 2000-3710,2000.
- [5] 李立君,尹泽勇,乔渭阳. 基于多目标遗传算法的航空发动机总体性能优化设计[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1):13-18.
Li Lijun, Yin Zeyong, Qiao Weiyang. Performance optimal design of aircraft engine based on multi-objective genetic algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 13-18. (in Chinese)
- [6] 黄金泉,蔡红武. 飞行/推进系统自适应神经网络综合控制仿真研究[J]. 航空学报,2002,23(4):364-367.
Huang Jinqun, Cai Hongwu. Simulation study of adaptive neural network control for integrated flight/propulsion systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(4): 364-367. (in Chinese)
- [7] 何麟书,王书河,张玉珠. 飞行器多学科综合设计新算法[J]. 航空学报,2004,25(5):465-469.
He Linshu, Wang Shuhe, Zhang Yuzhu. The new algorithm for aircraft multi-disciplinary integrated design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(5): 465-469. (in Chinese)

- [8] Logan M J. An assessment of mission and configuration variations on multi-role fighter/attack aircraft concepts [R]. AIAA 93-1177, 1993.
- [9] Sellers J F, Daniel C J. DYNGEN-A program for calculating steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA-TN-D-7901, 1975.
- [10] 邢文训, 谢金星. 现代优化计算方法[M]. 北京: 清华大学出版社, 1999: 104-191.
Xing Wenxun, Xie Jinxing. Modern optimization algorithm[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1999: 140-191. (in Chinese)
- 王晓锋(1978—) 男, 博士。主要研究方向: 多用途战斗机工程研制。
E-mail: wxfvip@sina.com
- 屠秋野(1971—) 男, 副教授。主要研究方向: 航空宇航推进理论与工程。
Tel: 029-88492832
- 张宏(1978—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 航空宇航推进理论与工程。
Tel: 029-88492043
E-mail: zhanghong_nwpu@126.com

作者简介:

陈玉春(1967—) 男, 副教授, 博士生。主要研究方向: 航空宇航推进理论与工程。

Tel: 029-88492043

E-mail: chych888@nwpu.edu.cn

蔡元虎(1950—) 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空宇航推进理论与工程。

Tel: 029-88492832

(责任编辑: 刘振国)

专家呼吁高度重视研制航空发动机

2008年3月11日, 全国政协委员、空军装备研究院总工程师甘晓华在接受采访时, 呼吁我国要高度重视独立研制航空发动机。他说, 多年来我国的航空发动机水平, 不仅离世界先进水平有明显差距, 而且成为制约我国飞机发展的技术瓶颈。他认为, 对航空发动机的重要性、技术复杂性和发展艰巨性认识不到位, 是造成这一局面的根本原因。他还提出, 目前我国航空发动机人才流失严重, 科研人员待遇一直处于较低水平。对此, 人事部副部长王晓初表示, 正在和相关部委研究如何提高科研人员的待遇。

(摘自《航空知识》2008年第5期)